

NASKAH PUBLIKASI

**STUDI *CFD* ALIRAN UDARA DISEKELILING *WING* NACA0015 YANG
DILENGKAPI *SPLIT FLAP***



Naskah publikasi ini disusun sebagai syarat
untuk mengikuti Ujian Tugas Akhir
pada Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Surakarta

Disusun oleh :

EDY NUGROHO
NIM : D 200 11 0011

JURUSAN TEKNIK MESIN FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SURAKARTA

2015

HALAMAN PENGESAHAN

Naskah publikasi yang berjudul “ **STUDI CFD ALIRAN UDARA DI SEKELILING WING NACA0015 YANG DILENGKAPI SPLIT FLAP** “, telah disetujui pembimbing dan disahkan koordinator sebagai syarat untuk Seminar Tugas Akhir pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Surakarta.

Dipersiapkan oleh :

Nama : Edy Nugroho

NIM : D 200 11 0011

Disetujui pada :

Hari : Rabu

Tanggal : 30 Desember 2015.

Pembimbing Utama

Ir. Sarjito, MT. Ph.D.

Pembimbing Pendamping

Marwan Effendy, ST. MT. Ph.D.

Ketua Jurusan

(Tri Widodo Besar R, ST. M.Sc. Ph.D)

STUDI CFD ALIRAN UDARA DISEKELILING WING NACA 0015 YANG DILENGKAPI SPLIT FLAP

Edy Nugroho, Sarjito, Marwan Effendy

Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Surakarta
Jl. A. Yani Tromol Pos 1 Pabelan, Kartasura
Email : nugrohoedy73@gmail.com

ABSTRAKSI

Untuk mengetahui koefisien lift dan koefisien drag dari sebuah airfoil yang dimodelkan dengan Wing NACA 0015 dapat dilakukan melalui pendekatan numerik, misalnya dengan CFX. Tujuan penelitian ini adalah untuk mensimulasikan dan memperoleh sudut defleksi flap dan sudut serang yang paling optimal dan untuk mendiskripsikan koefisien lift (C_L) dan koefisien drag (C_D) diberbagai variasi kecepatan dan temperatur.

Penelitian ini menjelaskan tentang kinerja Wing NACA 0015 yang bekerja pada saat proses take off dan landing saja, sehingga kecepatan yang bekerja masih relatif rendah. Penelitian ini diawali dengan membuat model Wing NACA 0015 dengan menggunakan solidwork, setelah itu dilakukan meshing yang dilakukan software Ansys-CFD. Parameter yang dihasilkan antara lain koefisien lift, koefisien drag serta distribusi tekanan dan kecepatan yang terjadi.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa pada proses take off dan landing defleksi flap yang paling optimal pada posisi 20° dan sudut serang optimal pada posisi 8° . Pada Hubungan antara koefisien lift dan koefisien drag terhadap variasi kecepatan dan temperatur diperoleh koefisien lift tertinggi pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,604 dan pada temperatur 15°C sebesar 0,577 sedangkan untuk koefisien drag tertinggi pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,039 dan pada temperatur 40°C sebesar 0,0335. Hasil terendah pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,547 dan temperatur 40° sebesar 0,569 untuk koefisien lift, sedangkan koefisien drag terendah pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,032 dan temperatur 15° sebesar 0,331.

Kata kunci : Wing, NACA, Flap, Koefisien Lift, Koefisien Drag.

CFD STUDY THE AIR FLOW AROUND WING NACA0015 EQUIPPED SPLIT FLAP

Edy Nugroho, Sarjito, Marwan Effendy

Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Surakarta
Jl. A. Yani Tromol Pos 1 Pabelan, Kartasura
Email : nugrohoedy73@gmail.com

ABSTRACT

The values of lift and drag coefficients of airfoil which is formed by Wing NACA0015 can be obtained through numerical approach, for example by using CFX. The objectives of this study are to simulate and to get the optimum angle of deflection flap and angle of attack and to describe the lift coefficient (C_L) and the drag coefficient (C_D) in various speed and temperature.

This study is to explain the work of wing NACA0015 that operates when take off and landing process only. At the time the speed is relative low. The first step is to build a model of Wing NACA0015 using solidwork. After that the meshing process was carried out using Ansys CFD software. Those processes resulted parameter, that are : lift coefficient, drag coefficient, distribution of speed and the pressure that occur.

The result of this study shows that in the take off and landing process the optimum deflection flap is on 20° and the optimum angle of attack is on 8° . The study also found the highest lift coefficient that is 0,604 at 30 m/s speed and 0,577 at 15° C temperature, meanwhile for the highest drag coefficient that is 0,039 at 5 m/s speed and 0,0335 at 40° C temperature. The lowest lift coefficient that is 0,547 at 5 m/s speed and 0,569 at 40° C temperature, meanwhile for the lowest drag coefficient that is 0,032 at 30 m/s speed and 0,331 at 15° C temperature.

Key words : Wing, NACA, Flap, Lift Coefficient, Drag Coefficient.

PENDAHULUAN

Dalam sebuah manufaktur pesawat terbang, desain dan analisis awal sangatlah dibutuhkan sebelum pesawat terbang difabrikasi menjadi bentuk nyata sebuah pesawat yang siap untuk terbang. Langkah awal dari proses ini dibuatlah desain yang nantinya akan dianalisis kelayakan maupun kekuatannya mulai dari bagian yang kecil sampai bagian yang besar sebelum semua bagian tersebut dirangkai menjadi sebuah pesawat.

Ketika membahas pesawat terbang, aerodinamika adalah ilmu dasar yang digunakan untuk mempelajari hal tersebut. Di dalam ilmu aerodinamika inilah banyak dibahas mengenai fenomena tentang pesawat terbang, diantaranya yang terpenting adalah *airfoil*. *Airfoil* adalah bentuk dari sebuah sayap pesawat, dan gerakan fluida yang melewati *airfoil* inilah yang menjadi permasalahan dalam merancang sebuah sayap pesawat agar berfungsi dengan baik.

Pada saat pesawat terbang dalam kecepatan rendah (*low speed performance*) misalnya pada saat proses tinggal landas (*take off*) atau mendarat (*landing*), gaya angkat merupakan kebutuhan yang sangat penting dalam mengimbangi berat dari pesawat terbang. Pada sayap pesawat terbang dilengkapi peralatan penambah gaya angkat yang disebut HLD, yang digunakan untuk menambah gaya angkat pada saat pesawat terbang sedang dalam kinerja berkecepatan rendah khususnya saat proses pendaratan atau tinggal landas. Penambahan flap pada *airfoil* menunjukkan koefisien gaya angkat *plain flap* lebih besar 20,4% dibanding tanpa flap atau dengan flaperon, diikuti kenaikan koefisien gaya seret seiring bertambahnya sudut serang hingga

13,4% pada sudut serang 18° . (Gunadi, 2010)

Oleh karena itu, upaya untuk meningkatkan performa dari sebuah pesawat terbang dengan melakukan penelitian mengenai *airfoil* yang dilengkapi dengan *flap* pada *wing* dari sebuah pesawat untuk memperoleh hasil yang optimal. Dalam menganalisis desain dari sebuah *wing* digunakanlah sebuah software yang mampu mensimulasikan untuk keperluan analisis dari suatu sistem. Diantara cara yang dipakai adalah dengan pendekatan melalui software *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Jadi dalam tugas akhir ini akan menganalisis fenomena aerodinamika *wing* NACA0015 hasil eksperimen secara komputasi dengan simulasi software CFX.

RUMUSAN MASALAH

Mengacu pada latar belakang diatas, maka perumusan masalah dalam penelitian ini adalah :

1. Bagaimana penentuan sudut defleksi *flap* dan sudut serang yang optimal menggunakan CFD ?
2. Bagaimana pengaruh variasi kecepatan dan temperatur terhadap koefisien lift (C_L), dan koefisien drag (C_D) ?

BATASAN MASALAH DAN ASUMSI

1. Komputasi yang dilakukan merujuk pada eksperimen yang dilakukan oleh Suyitnadi (2010), yaitu *Wing* NACA 0015 yang dilengkapi *Split Flap* pada sudut defleksi flap 0° , 15° , 30° , 45° , dan 60° .
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara dengan asumsi :

- a. Gas ideal
 - b. Kecepatan beroperasi pada kondisi *Subsonic*
 - c. Aliran udara dalam kondisi *steady flow*.
3. Pengujian dilakukan pada model Wing NACA 0015 dengan sudut defleksi flap dan sudut serang yang optimal.
4. Parameter variasi yang akan diuji adalah kecepatan dan temperatur.

TUJUAN PENELITIAN

1. Untuk mensimulasikan dan memperoleh sudut defleksi flap dan sudut serang yang paling optimal dengan menggunakan pendekatan CFD.
2. Untuk mendiskripsikan koefisien lift (C_L), dan koefisien drag (C_D), pada berbagai variasi kecepatan udara dan temperatur udara yang berbeda-beda.

TINJAUAN PUSTAKA

Suyitmadi (2010), mengkaji tentang kinerja flap sebagai penambah koefisien gaya angkat. Gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan sayap merupakan fungsi dari kecepatan, luas penampang sayap, bentuk airfoil, serta salah satu properti udara yaitu kerapatan (*density*). Dari parameter tersebut kecepatanlah yang paling dominan dalam menentukan besar *lift* tersebut. Pengujian dilakukan pada terowongan angin kecepatan rendah (*Low Speed Wind Tunnel*) dengan kecepatan maksimum 20 m/dtk. Pengujian ini digunakan model sayap *airfoil* NACA 0015 yang dilengkapi *trailing edge flap* jenis *split flap*, dengan ukuran *chord* 0,1015 m dan *span* 0,1251 m. Flap jenis *split* ini bisa

diatur pada posisi 0° (netral), pada sudut 15° , 30° , 45° , dan 60° . Percobaan ini untuk mengukur *lift* dan *drag* yang divariasikan dengan sudut serang. Hasil utama dari penelitian ini adalah peningkatan harga C_L yang diikuti juga dengan peningkatan C_D disetiap penambahan defleksi flap sampai pada sudut defleksi maksimal.

Gunadi (2010), mengkaji tentang simulasi aliran lewat *airfoil* dengan *slotted flap* menggunakan metode vortek. Hasil simulasi menunjukkan pada Re rendah simulasi memiliki akurasi yang baik. Penambahan flap pada *airfoil* menunjukkan koefisien gaya angkat *plain flap* lebih besar 20,4% dibanding tanpa flap atau dengan *flaperon*, diikuti koefisien drag seiring bertambahnya sudut serang hingga 13,4% pada sudut serang 18° . *Flaperon* memiliki keleluasaan kontrol karena sudut flap tidak mempengaruhi karakteristik *airfoil* sayap.

Lubis (2012), melakukan penelitian tentang analisis aerodinamika *airfoil* NACA 2412 pada sayap pesawat model tipe glider dengan menggunakan software berbasis CFD untuk memperoleh gaya angkat maksimum. Tujuan dari analisis ini adalah untuk mengetahui berapa sudut serang yang dapat menghasilkan gaya angkat maksimal pada sayap pesawat. Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi yang dilakukan dengan membuat model *airfoil* NACA 2412 dan kemudian memvariasikan sudut serang *airfoil*, sehingga didapat hubungan antara sudut serang terhadap kecepatan, tekanan, dan gaya angkat maksimum yang dihasilkan, maka didapat nilai gaya angkat maksimum terjadi pada sudut serang 12° yaitu sebesar 33,5509 N.

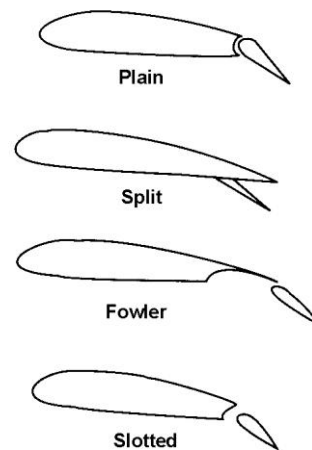
Dari kajian pustaka di atas, dilakukanlah pendekatan numerik yang selanjutnya untuk menganalisis karakteristik aliran fluida yang terjadi disekitar *airfoil* NACA0015 dengan penambahan *flap* tipe *split* dan juga berbagai variasi yang dibahas secara detail untuk mendapatkan hasil yang akurat.

Dalam penelitian ini dilakukan proses optimasi sudut defleksi *flap* dan sudut serang pada *airfoil* NACA 0015 mengingat pada penelitian sebelumnya tidak dijelaskan mengenai hal tersebut, untuk mengetahui pada posisi *flap* dan sudut serang yang paling optimal pada saat bekerja yang memberikan efek yang signifikan terhadap koefisien lift.

LANDASAN TEORI

FLAP

Flap merupakan salah satu bagian dari pesawat terbang yang berfungsi untuk meningkatkan gaya angkat pesawat terbang saat kecepatan rendah agar pesawat terbang tidak *stall* (kehilangan daya angkat) dan menambah hambatan pada pesawat terbang. *Flap* bekerja dengan cara memperluas permukaan sayap atau memberikan lengkungan pada sayap untuk meningkatkan koefisien gaya angkat (*lift coefficient*) pada pesawat terbang tersebut.



Gambar 1. Jenis-jenis *Flap*

(Suyitmadi, 2010)

Jenis – jenis *Flap*

- a. **Simple (plain) Flap**, yaitu jenis flap yang merupakan bagian dari airfoil itu sendiri, namun pada bagian belakang dilengkapi dengan engsel yang dapat didefleksikan.
- b. **Split Flap**, yaitu jenis flap yang hanya bagian bawah belakang airfoil yang bergerak, sehingga geometri bagian atas tidak berubah saat *flap* berdefleksi.
- c. **Slotted Flap**, yaitu jenis *flap* yang mempunyai celah terbuka antara *flap* dan sayap bila *flap* sedang berdefleksi seperti gambar, udara berkecepatan tinggi akan mengalir kepermukaan atas flap melalui slot.
- d. **Fowler Flap**, yaitu jenis flap yang bekerja seperti jenis *slotted*, defleksi flap kebawah juga mengakibatkan penambahan luas efektif dan chamber sayap.

Koefisien Lift

Koefisien lift adalah gaya resultan yang tegak lurus terhadap arah kecepatan hulu.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \dots\dots\dots (1)$$

Koefisien Drag

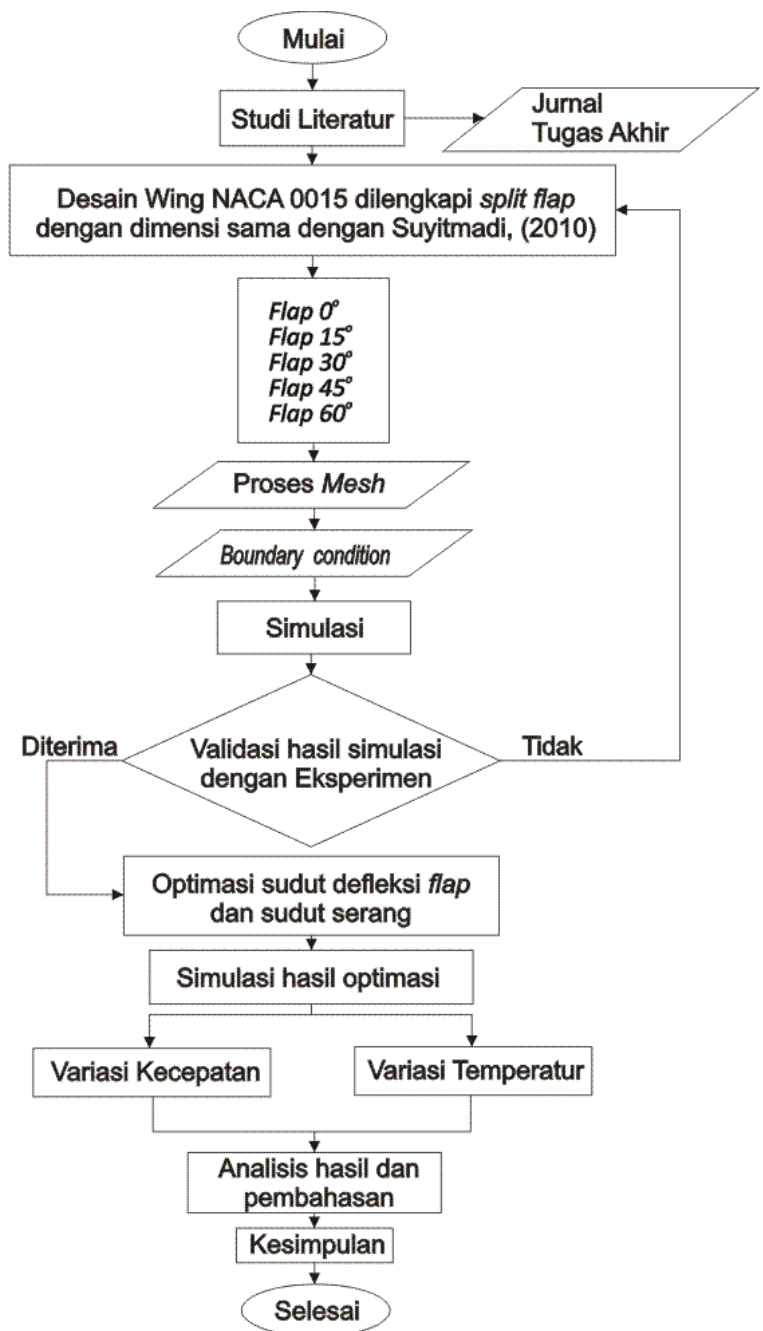
Koefisien drag adalah bilangan yang menunjukkan besar kecilnya nilai tahanan fluida yang diterima oleh suatu benda. Nilai koefisien drag yang kecil menunjukkan hambatan fluida yang diterima benda saat bergerak adalah kecil begitu juga sebaliknya.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \dots\dots\dots (2)$$

Keterangan

- L = gaya angkat
- D = gaya hambat
- C_L = koefisien lift
- C_D = koefisien drag
- ρ = massa jenis fluida
- V = kecepatan fluida
- A = luas frontal

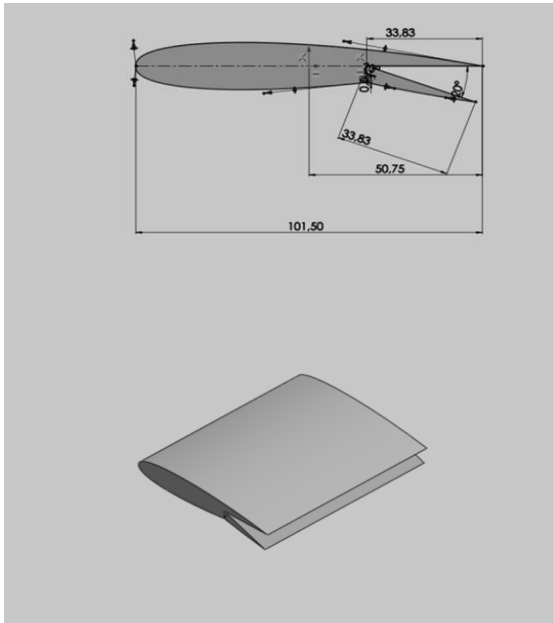
METODOLOGI PENELITIAN



Gambar 2. Diagram Alir Penelitian

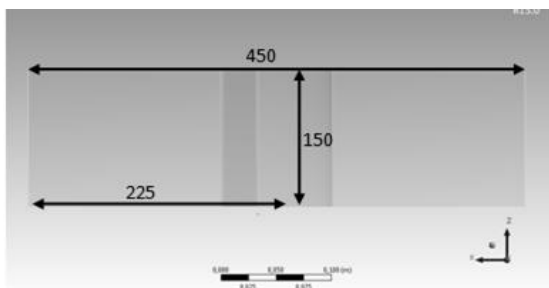
Langkah-langkah proses simulasi

1. Pembuatan model dengan software solidwork, dengan ukuran *chord* 101,5 mm panjang *spand* 125,1 mm dan defleksi flap 20° dan juga hasil exstrude seperti gambar 2 berikut.



Gambar 3. Desain *wing* NACA 0015

2. Mengimport hasil exstrude yang sebelumnya disimpan dalam format **IGS* ke dalam software simulasi Ansys seperti pada gambar berikut.



Gambar 4. Penampang *Airfoil* yang diberi batasan

3. Proses Meshing

Unstructure mesh yang telah diaplikasikan akan membagi menjadi 3 bentuk cells, yaitu *tetrahedral*, *prismatic*, dan *pyramid*.

4. Menentukan material properti

- a. Properti Domain

Simulasi menggunakan fluida jenis *air ideal gas* pada tekanan 1 atm.

- b. Pengaturan kondisi batas

Proses simulasi diatur aliran udara bebas dengan kecepatan 30 m/s. Sisi kanan kiri atas dan bawah dibuat aliran bebas, antara fluida dan dinding. *Airfoil* dibuat tanpa ada gesekan dengan dinding, yang mana *airfoil* mempunyai kecepatan fluida nol.

5. Tahap Solver

Pada tahap ini, proses perhitungan data – data oleh software yang dilakukan hingga hasil menuju error terkecil atau hingga mencapai batas iterasi yang ditetapkan.

6. Tahap Post Processing

Pada tahap ini, hasil perhitungan ditampilkan ke dalam gambar, grafik bahkan animasi dengan *contour* plot tekanan, plot kecepatan, nilai gaya yang bekerja dan aliran *streamline*.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Validasi Data

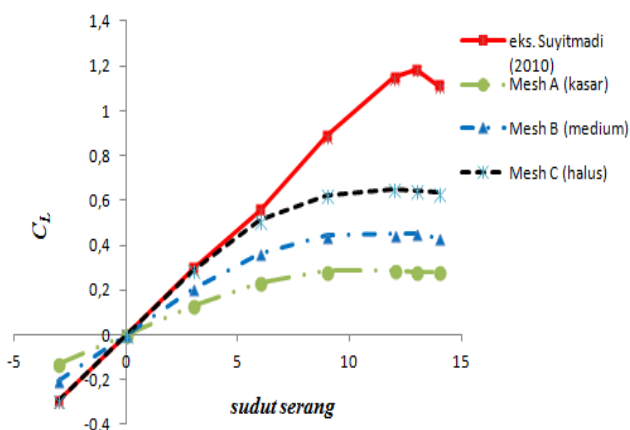
Dalam penelitian yang berbasis simulasi CFD, terlebih dahulu dilakukan validasi data. Validasi data dilakukan dengan membandingkan data simulasi CFD terhadap data eksperimen Suyitnadi (2010). Adapun data tersebut adalah hubungan antara koefisien lift terhadap sudut serang. Simulasi CFD ini diawali dengan membuat tiga buah mesh yang berbeda karakteristiknya, yaitu mesh A dengan tingkat kelembutan kasar, mesh B dengan tingkat kelembutan medium, dan mesh C dengan tingkat kelembutan halus. Adapun

karakteristik dari ketiga mesh tersebut seperti pada tabel 1 berikut.

Tabel 1. Karakteristik kelembutan mesh

	Mesh A	Mesh B	Mesh C
<i>Nodes</i>	22.174	51.018	83.367
<i>Elements</i>	81.856	210.464	387.152
<i>Tetrahedral</i>	62.736	178.208	353.792
<i>Prismatic</i>	19.120	32.256	33.360
<i>Pyramid</i>	5.265	12.188	18.820

Ketiga karakteristik mesh tersebut kemudian disimulasikan menggunakan CFX untuk kemudian dianalisis hasilnya, seperti pada gambar 5 berikut.



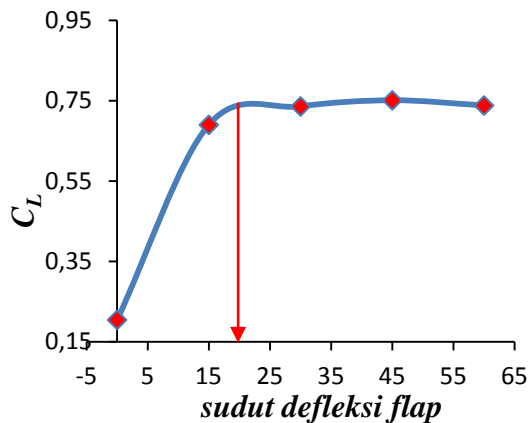
Gambar 5. Hubungan antara Sudut serang terhadap *Coefisien Lift* pada NACA 0015

Dari gambar 5 diketahui mesh A dengan tingkat kelembutan yang kasar mendapatkan hasil yang masih jauh terhadap hasil eksperimen, sehingga mesh A belum dapat digunakan karena hasilnya masih jauh pada semua sudut serang. Karena mesh A belum dapat digunakan, maka dilakukan simulasi dengan menggunakan mesh B dengan tingkat

kelembutan medium. Hasil dari mesh B ini ternyata lebih baik dari mesh A karena hasilnya lebih dekat terhadap eksperimen, yaitu dari sudut serang -3° sampai dengan sudut serang 3° hasilnya lebih dekat jika dibandingkan dengan mesh A, namun selisih hasil tersebut masih cukup jauh sehingga mesh B belum dapat digunakan. Kedua mesh A maupun Mesh B belum dapat digunakan, maka dilakukan simulasi mesh C dengan tingkat kelembutan halus. Hasil dari mesh C ini semakin dekat terhadap eksperimen dan semakin lebih baik dari mesh B, karena dari sudut serang -3° sampai sudut serang 6° hasilnya paling dekat dan selisihnya juga semakin sedikit. Untuk prosentase rata-rata perbedaan antara mesh C dengan eksperimen sebesar 0,37%. Antara eksperimen dengan mesh C, keduanya terjadi peningkatan nilai koefisien lift sampai pada sudut serang optimal yaitu pada sudut 12° untuk mesh C dan 13° untuk eksperimen Suyitnadi (2010), dan keduanya mengalami penurunan koefisien lift seiring bertambahnya nilai sudut serang. Dengan melihat hasil yang cenderung hampir sama antara mesh C dan eksperimen, maka dipilihlah mesh C untuk dapat digunakan dalam simulasi selanjutnya dan dapat dilakukan variasi terhadap parameter yang lain.

Optimasi sudut defleksi *flap*

Pada proses optimasi ini variabel yang tidak diubah adalah sudut serangnya yaitu pada sudut serang 3° dan variabel yang diubah adalah hasil perhitungan dari sudut defleksi *flap* 0° , 15° , 30° , 45° , dan 60° .

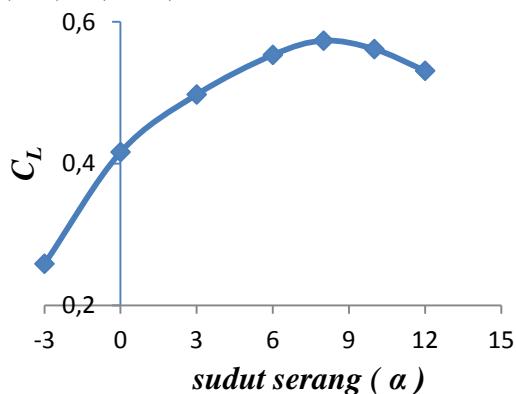


Gambar 6. Optimasi Sudut Defleksi Flap

Dari gambar 6 diketahui bahwa sudut defleksi *flap* yang nilai koefisien liftnya paling tinggi pada sudut 45°, namun pada posisi flap yang menunjukkan grafik yang signifikan terjadi pada sudut 20°, sehingga dapat disimpulkan bahwa sudut defleksi *flap* yang paling optimal pada posisi 20°. Hal ini dikarenakan setelah defleksi *flap* 20° efek koefisien lift yang ditimbulkan tidak berarti bila dibandingkan dengan sebelum defleksi *flap* 20°.

Optimasi sudut serang

Proses optimasi sudut serang ini adalah dengan tidak mengubah salah satu variabel. Dan variabel yang tidak diubah adalah sudut defleksi flapnya yaitu pada sudut defleksi 20° dan variabel yang diubah adalah hasil perhitungan dari sudut serang -3°, 0°, 3°, 6°, 8°, 10°, dan 12°.



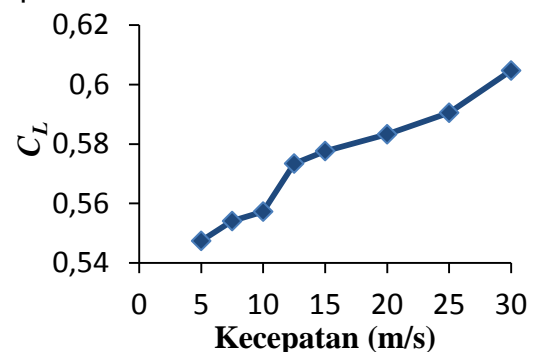
Gambar 7. Optimasi Sudut Serang

Dari gambar 7 diketahui bahwa sudut serang yang paling optimal pada sudut 8° yang nilai koefisien liftnya 0,573427434, hal ini karena setelah sudut serang 8° terjadi penurunan nilai koefisien liftnya.

Dari hasil optimasi di atas, didapat hasil yaitu sudut defleksi *flap* yang optimal terjadi pada sudut defleksi 20° dan didapatkan pula sudut serang yang optimal pada posisi sudut 8°.

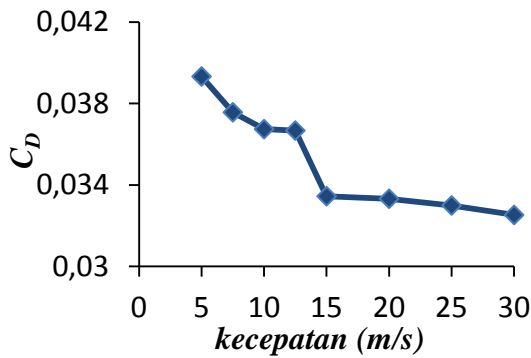
Studi Hubungan Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D) terhadap Perubahan Kecepatan.

Setelah proses optimasi didapatkan hasil yaitu sudut defleksi flap 20° dan sudut serang 8°, maka selanjutnya dilakukan penambahan variabel variasi pada proses simulasi software untuk mengkaji lebih lanjut mengenai fenomena yang terjadi dari hasil optimasi tersebut.



Gambar 8. Hubungan antara Koefisien Lift (C_L) terhadap Kecepatan

Dari gambar 8 hubungan antara perubahan kecepatan terhadap koefisien lift didapat nilai koefisien lift paling tinggi terjadi pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,604 dan koefisien lift paling rendah pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,547.

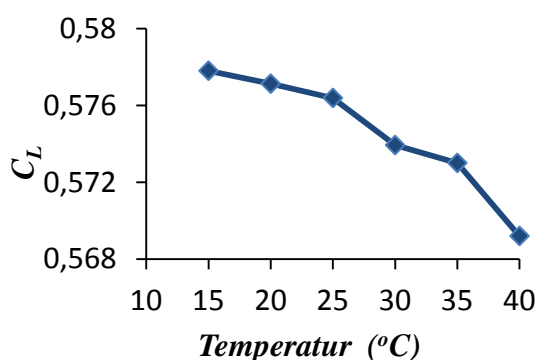


Gambar 9. Hubungan antara Koefisien Drag (C_D) terhadap Kecepatan

Dari gambar 9 di atas hubungan antara Kecepatan terhadap Koefisien Drag didapat nilai koefisien drag paling tinggi terjadi pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,039 dan koefisien Drag paling rendah pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,032

Studi Hubungan Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D) terhadap Perubahan Temperatur

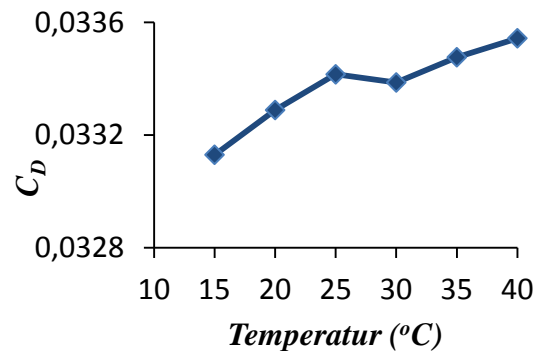
Pada studi ini temperatur yang diasumsikan adalah temperatur lingkungan penerbangan khususnya pada saat proses *take off* dan *landing* yaitu di sekitar permukaan landasan.



Gambar 10. Hubungan antara Koefisien Lift (C_L) terhadap Temperatur

Dari gambar 10. hubungan antara temperatur terhadap koefisien lift didapat nilai koefisien lift paling tinggi terjadi pada temperatur 15° C sebesar

0,577 dan koefisien lift paling rendah pada temperatur 40° C sebesar 0,569.



Gambar 11. Hubungan antara Koefisien Drag (C_D) terhadap Temperatur

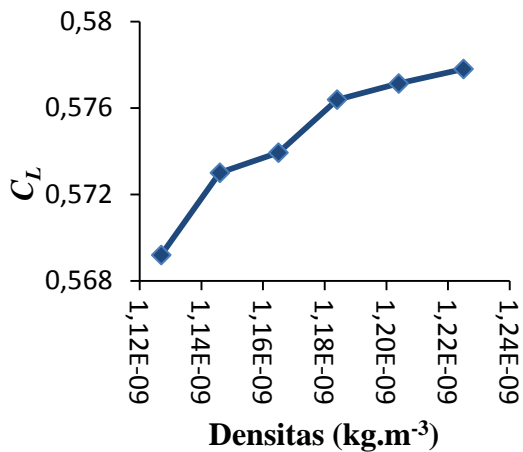
Dari gambar 11 hubungan antara Koefisien Drag terhadap temperatur didapat nilai koefisien drag paling tinggi terjadi pada temperatur 40° C sebesar 0,0335 dan koefisien Drag paling rendah pada temperatur 15° C sebesar 0,0331.

Studi Hubungan Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D) terhadap Perubahan Densitas

Pada studi ini densitas yang divariasikan mengikuti perubahan temperatur. Perubahan temperatur yang diikuti perubahan densitas ini sesuai dengan tabel properti fisika dari udara pada tekanan atmosfer standar.

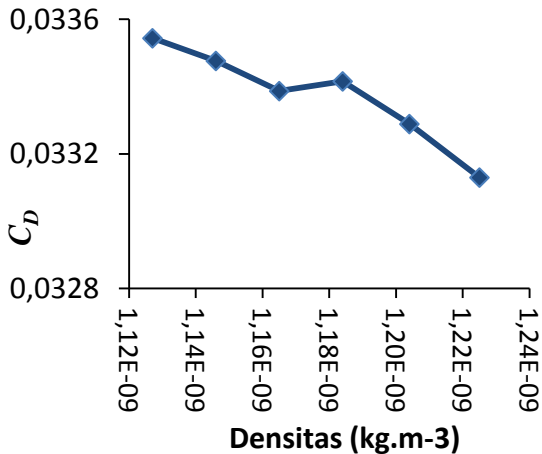
Tabel 2. Properti Fisika dari udara pada Tekanan Atmosfer Standar

Temperatur (°C)	Densitas, ρ (kg/m ³)
15	1,225
20	1,204
25	1,184
30	1,165
35	1,146
40	1,127



Gambar 12. Hubungan antara Koefisien *Lift* (C_L) terhadap Densitas

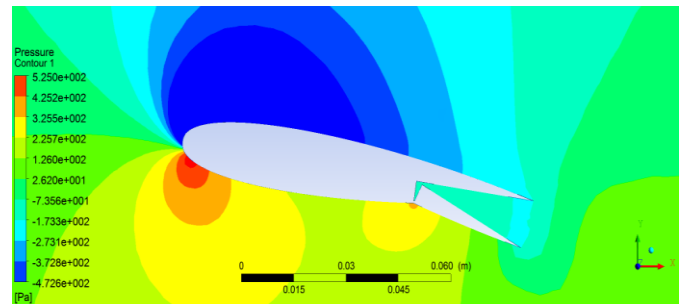
Dari gambar 12 didapat nilai koefisien lift paling tinggi terjadi pada densitas 0,01225 kg.m⁻³ sebesar 0,577 dan koefisien *Lift* paling rendah pada densitas 0,01127 kg.m⁻³ sebesar 0,569.



Gambar 13. Hubungan antara Densitas terhadap Koefisien Drag (C_D)

Dari gambar 13 didapat nilai koefisien drag paling tinggi terjadi pada densitas 0,01127 kg.m⁻³ sebesar 0,0335 dan koefisien *drag* paling rendah pada densitas 0,01225 kg.m⁻³ sebesar 0,0331.

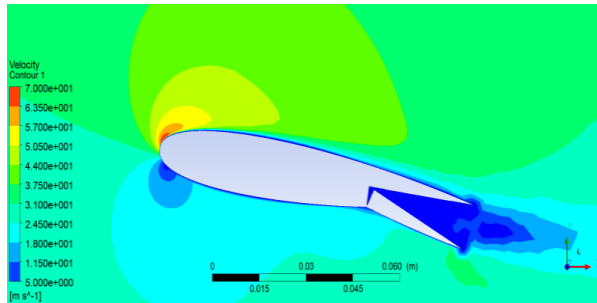
Visualisasi Tekanan *Airfoil* NACA 0015 dengan *Split Flap*



Gambar 14. Visualisasi Tekanan pada defleksi *flap* 20° dan sudut serang 8°

Dari gambar 14 terlihat adanya perbedaan sebaran tekanan antara bagian atas dengan bagian bawah *airfoil*. Tekanan bagian atas lebih kecil dari pada bagian bawah, itu terlihat dari warna yang ditunjukkan pada gambar visualisasi di atas. Pada bagian atas, tekanan yang terjadi pada bagian *leading edge* sampai pada *trailing edge* ditunjukkan dengan warna biru sebesar -472 Pa. Sedangkan pada bagian bawah, tekanan yang terjadi pada *leading edge* ditunjukkan dengan warna merah sebesar 525 Pa, selanjutnya pada *maximum chamber* ditunjukkan dengan warna kuning sebesar 282 Pa, dan untuk bagian *flap* sendiri ditunjukkan dengan warna merah pada bagian yang membentuk sudut defleksi, sedangkan pada bagian paling belakang flap ditunjukkan dengan warna hijau sebesar 185 Pa.

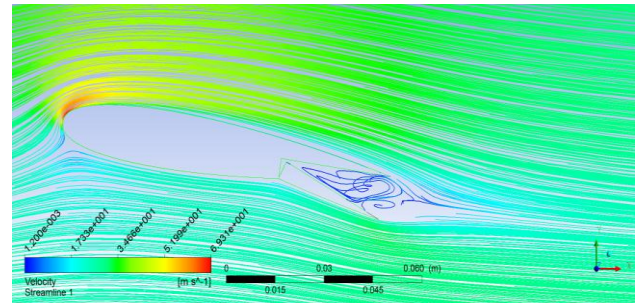
Visualisasi Kecepatan Airfoil NACA 0015 dengan Split Flap



Gambar 15. Visualisasi Kecepatan pada defleksi flap 20° dan sudut serang 8°

Dari gambar 15 terlihat adanya perbedaan sebaran *Velocity* antara bagian atas dengan bagian bawah *airfoil*. *Velocity* bagian atas lebih besar dari pada bagian bawah, itu terlihat dari warna yang ditunjukkan pada gambar visualisasi di atas. *Velocity* paling tinggi berada pada ujung *leading edge* bagian atas yang ditunjukkan dengan warna merah sebesar 70 m/s, sedangkan *velocity* pada bagian bawah ditunjukkan dengan warna biru yang berada pada bagian *leading edge* sebesar 5 m/s, bagian *maximum chamber* hingga pada bagian yang membentuk sudut defleksi ditunjukkan dengan warna biru yang lebih terang sebesar 24,5 m/s, dan bagian paling belakang flap ditunjukkan dengan warna hijau sebesar 37,5 m/s.

Visualisasi pola aliran Streamline Airfoil NACA 0015 dengan Split Flap



Gambar 16. Visualisasi pola aliran Streamline pada defleksi flap 20° dan sudut serang 8°

Dari gambar 16 terlihat adanya perbedaan sebaran aliran *streamlines* pada bagian depan dan belakang *airfoil* yang dilengkapi dengan *split flap*. Pada gambar terlihat adanya separasi aliran yang terjadi pada bagian belakang dari *airfoil* yang mengakibatkan adanya aliran balik yang membentuk olakan (*wake*) yang terjadi pada bagian defleksi flap. Hal ini mengakibatkan distribusi kecepatan yang terjadi pada daerah defleksi flap menjadi rendah sehingga menyebabkan terjadinya peningkatan tekanan. Hal ini akan dapat merugikan karena dapat menambah total drag yang terjadi pada sayap.

KESIMPULAN

- a. Dari hasil simulasi *airfoil* NACA 0015 yang dilengkapi dengan *split flap* diperoleh sudut defleksi *flap* optimal pada 20° dan sudut serang yang optimal pada 8° .
- b. Hubungan antara koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) terhadap variasi kecepatan dan temperatur diperoleh hasil koefisien *lift* (C_L) tertinggi pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,604 dan pada temperatur 15°C sebesar 0,577 sedangkan untuk koefisien *drag* (C_D) tertinggi pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,039 dan pada temperatur 40°C sebesar 0,0335. Hasil terendah pada kecepatan 5 m/s sebesar 0,547 dan temperatur 40° sebesar 0,569 untuk koefisien *lift* (C_L), sedangkan koefisien *drag*

(C_D) terendah pada kecepatan 30 m/s sebesar 0,032 dan temperatur 15° sebesar 0,331.

SARAN

- a. Diharapkan untuk penelitian selanjutnya agar mengkaji lebih lanjut perbedaan yang terjadi pada proses validasi khususnya setelah sudut serang 6° agar hasilnya lebih mendekati lagi dengan eksperimen dengan perubahan parameter yang lain.
- b. Untuk proses mesh agar lebih banyak lagi variasi tingkat kelembutannya, yang bertujuan untuk mendapatkan hasil yang lebih akurat dalam proses validasi.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, John D, Jr. 2007. *Fundamental of Aerodyanims, Fourth Edition*. Mc Graw Hill. *Higher Education*. New York.
- Bangga, Galih S.T.A., Sasongko, H. 2012. Simulasi Numerik Dynamic Stall pada Airfoil yang Berosilasi. Teknik Mesin. Fasultas Teknologi Industri. Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Gunadi, G.G.R. 2010. Simulasi Aliran Lewat Aerofoil Dengan “ Slotted Flap” Menggunakan Metode Vortek. Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Jakarta.
- Lubis, M.M. 2012. Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dinamics Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum. Departemen Teknik Mesin. Fakultas Teknik.
- Srikavya, B. Pavani. 2014. Aerodynamic CFD Analysis On Hight-Lift Multi-Element Wing Of Airbus A380. Department of Mechanical Engineering. Aditya Institute of Tecnology and Management Tekkali.
- R. Munson, Bruce, dkk. 2002. ***Mekanika Fluida jilid 2***. Erlangga. Jakarta.
- Suyitmadi. 2010, Analisis Kinerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta.
- Yeung, W.W.H. 2006. Lift Enhancement On Unconventional Airfoils. School of Mechanical and Aerospace Engineering. Nanyang Tecnological University.